

사이클로콥터의 복합재료 Wing blade 설계 및 제작

김승조* · 윤철용** · 백병주**

Design and Manufactures of Cyclocopter Composite Wing Blades

Seung Jo Kim, Chul Yong Yun and Byung Joo Baek

Key Words: Cyclocopter, Composite blades, Glass/epoxy, Design and manufactures,

Abstract

Cyclocopter is air vehicle to vertically take-off and land like a helicopter. This is an efficient and quiet means of being able to direct thrust compared to a helicopter. The rotor consists of several blades rotating about a horizontal axis perpendicular to the direction of normal flight. The direction of blade span is parallel to rotating axis and both end roots are connected to the hub to resist centrifugal force and to transmit the power. The pitch of the individual blades to the tangent of the circle of the blade's path is varied cyclically to gain thrust. In the paper, the design and manufactures of cyclocopter rotor blades are presented. Stress at the roots of cyclocopter blades is great due to centrifugal and aerodynamic forces and aeroelastic instabilities appear. The blades consist of main spar, front spar, polyurethan foam, weight, and skin and spars and skin are made of glass/epoxy composite.

1. 서론

사이클로 방식의 추진 시스템은 이미 100여년 전에 나온 개념으로 블레이드의 스펠 방향과 회전축이 평행하게 회전하는 방식이다. 전진시 블레이드는 cycloidal path을 그리기 때문에 이러한 시스템을 사이클로 추진 시스템이라 한다.

회전익기의 개발 초기인 1920년대와 40년대 사이에 이러한 사이클로 방식의 추진 시스템을 갖춘 수직 이·착륙이 가능한 회전익기가 연구되었다. 1935년에 NACA에서 수행된 사이클로 로터의 실험은 수직 이·착륙을 할 수 있는 비행체로서 가능성을 보여 주었는데 보통의 헬리콥터가 1마력당 6 ~ 7 lb 정도의 무게를 감당하는데 비하여 사이클로 로터는 약 12 ~ 13 lb의 추력이 발생함을 보였다. 이는 헬리콥터 보다 2배의 효율

을 낼 수 있는 로우터 시스템이다.

본 논문에서는 이러한 사이클로콥터 로우터 블레이드의 설계와 제작에 관해 살펴보았다. 사이클로콥터 블레이드는 원심력에 의한 root부분에 과도한 응력이 발생하게 되고 공력탄성학적 불안정성 현상이 발생하게 되므로 세심한 설계와 제작이 이루어져야 한다. 블레이드는 주 스파, 전방 스파, 폴리우레탄 폼, 납봉, 및 스킨으로 구성되었고 스파와 스킨은 glass/epoxy 복합재료로 만들어졌다.

2. Cyclocopter

사이클로콥터는 헬리콥터처럼 블레이드가 회전하면서 추력을 발생시켜 수직 이·착륙이 가능한 비행체이다. 그리고 저속에서도 고추력을 낼 수 있고 추력의 방향을 순간적으로 360도 범위내에서 변화시킬 수 있다. 이는 기존의 벡터 추력 방식보다 훨씬 더 기동성이 뛰어난 성능을 발휘할 수 있다. 그리고 회전하는 블레이드 끝단 속도가

* 서울대학교 항공우주공학과

** 서울대학교 항공우주공학과 대학원



그림 1. 사이클로콥터(Cyclocopter)

헬리콥터의 기동 속도 보다 훨씬 작기 때문에 소음도 아주 적다.

본 연구실에서는 이러한 특징이 있는 사이클로콥터를 연구·개발중에 있다. 직접 설계·제작된 사이클로콥터는 각각의 로우터에 wing blades가 매회전시 피치각을 주기적으로 변화시키면서 추력을 발생시킨다. 회전하면서 발생하는 반토크는 동체의 앞부분에 있는 로터에 의해 토크를 상쇄시켜 평형을 유지한다. 이 비행체는 각각의 로우터에서 발생하는 추력의 크기와 방향을 조절하여 요잉(yawing), 롤링(rolling) 및 피칭(pitching)운동을 한다.

사이클로콥터의 추력의 크기와 방향은 그림 2에 나타난 바와 같이 블레이드의 뒷전에 연결된 로드들의 중심인 점 C의 편심 거리와 각도로서 조절한다. 블레이드 25% 시위 지점의 회전중심인 점 O와 점 C가 일치하면 블레이드가 회전시 피

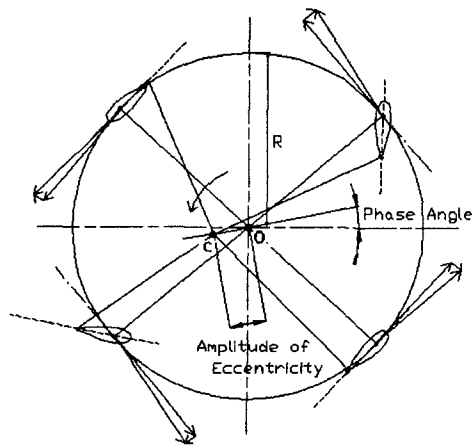


그림 2 sinusoidal pitching mechanism

치의 변화가 생기지 않아 추력이 발생하지 않는다. 뒷전의 회전중심은 점 C가 점 O와 일치하지 않고 편심거리와 각도가 주어지면 블레이드는 점 O의 회전 궤적에 접선에 대해서 주기적인 피치운동을 한다. 이러한 주기적인 피치운동은 전체 로우터에 추력을 발생시키는 데 그 방향은 점 C와 점 O를 연결하는 직선방향으로 추력이 발생한다. 그리고 점 C와 점 O의 거리는 발생하는 추력의 크기와 관계가 되어 그 거리가 멀수록 더 많은 추력을 발생시키게 된다.

3. Wing blade 설계 및 제작

3.1 블레이드 설계

사이클로콥터에 사용되는 블레이드는 익형이 NACA 0012이고 시위는 100 mm, 스패น은 550 mm의 크기를 가진다. 사이클로콥터 블레이드는 원심력에 의한 roots 부분에 블레이드의 질량에 비례하는 과도한 응력이 발생하게 된다. 이러한 응력을 줄이기 위해 블레이드는 복합재료를 사용하여 제작된다. 블레이드의 표면(skin), 주 스파(main spar), 및 전방 스파(front spar)는 glass/epoxy 복합재료를 사용하여 제작하였다. 그리고 블레이드의 무게 중심 밸런싱을 맞추기 위해서 앞전에는 납봉을 넣었고 전방 스파와 주 스파 뒤쪽에는 폴리우레탄 폼으로 구성되었다. 그림 3은 설계된 블레이드의 단면의 구성요소와 그의 치수를 나타낸다.

회전익의 설계에서 중요한 것은 무게 중심과 탄성축의 위치를 가능한 한 익형의 공력중심인 1/4시위선에 오도록 하는 것이다. 탄성축, 무게 중심, 그리고 공력중심이 가깝지 않으면 블레이드는 공력탄성학적인 불안정성 현상이 발생한다. 특히 무게중심과 탄성축이 일치하지 않을 경우 심각한 불안정성이 발생할 수 있다.

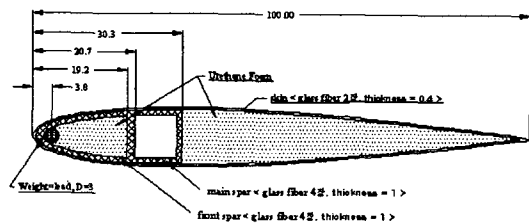


그림 3 설계된 블레이드

시위선상의 선에 수직인 하중에 의해 비틀림 변형이 발생하지 않는 시위선상의 점들의 스펀 방향 모입인 탄성축은 각 단면의 전단중심을 연결한 축이다. 전체의 블레이드 단면의 전단중심을 구하기 위해서 우선 각 구성요소의 전단 중심을 구한다. 다음 각 구성요소의 전단력에 처짐이 같다는 조건을 이용하여 각 전단 중심에 작용하는 전단력의 비를 구한다. 이 비를 이용하여 원점에서 모멘트 평형식에 의해 전체 전단력이 걸리는 점을 계산할 수 있고 그 지점이 전단 중심이 된다.

3.2 블레이드 제작

복합재료 블레이드를 제작하는 과정은 크게 두 부분으로 나누어진다. 먼저 블레이드를 만들기 위해 몰드를 제작해야 한다. 몰드는 완성된 블레이드의 형상을 결정하므로 세심한 작업이 이루어져야 한다. 몰드는 유리섬유와 상온용 에폭시레진을 이용하여 만들었다. 다음으로는 제작된 몰드를 이용하여 블레이드를 만드는 작업이다. 블레이드의 구성요소는 주 스파, 전방 스파, 스킨, 폴리우레탄 폼과 납봉이다. 블레이드에 사용되는 복합재료는 glass/epoxy prepreg를 오븐 성형과정을 통하여 제작되었다.

3.2.1 몰드의 제작

복합재료 블레이드를 위한 몰드는 유리섬유와 상온용 에폭시레진을 이용하여 만들었다. 이 몰드를 만들기 위해서는 블레이드 형상의 기본 틀이 필요하다. 기본틀 블레이드는 나무를 템플릿을 이용하여 다듬어서 NACA 0012 익형으로 만들었다. 만들어진 기본 틀 블레이드는 퍼티와 페인트 작업을 통하여 표면을 깨끗이 하여 이형제와 에폭시 레진이 나무틀에 스며들지 않도록 한다. 다음 틀 블레이드의 앞전과 뒤전을 대칭으로 나누어 이형제를 블레이드에 바른 후 유리섬유와 에폭시 레진을 이용하여 블레이드위에 적층을 하여 몰드를 제작한다. 블레이드의 반대쪽 몰드도 똑같은 과정을 거쳐 제작한다.

3.2.2 블레이드의 제작

만들어진 몰드를 이용하여 블레이드를 제작하기 위해서 먼저 사각 박스빔 형태의 주 스파를 만든다. 주 스파를 복합재료로 만들기 위해서는 복합재료를 감을 사각단면의 심이 필요하다. 이때 사용되어지는 심의 재질이 중요한데 금속류나

나무처럼 포아송 값이 작은 재질은 복합재료가 경화후 수축이 되어 심을 빼기가 쉽지가 않다. 그래서 고온에서 견디는 점탄성재료를 사용하면 쉬운 분리가 된다. 본 제작에서는 프리프레그 상태의 유리섬유와의 이형을 고려하여 실리콘을 사용하였다. 실리콘은 고온에서 팽창하여 유리섬유에 압을 가해주는 역할도 한다. 그리고 박스 빔의 외형을 결정지어줄 지그도 함께 제작하였다. 그림 4는 사용된 지그를 나타낸다. 실리콘 심에 glass/epoxy 프리프레그를 3바퀴 감고 이형필름을 다시 감은 다음 외형 지그내에 넣고 고정시켜 120. 온도의 오븐에 넣고 3시간을 경화시켰다.

다음은 만들어진 주 스파를 이용하여 전방 스파와 스킨등을 조립하는 과정이다. 먼저 폴리우

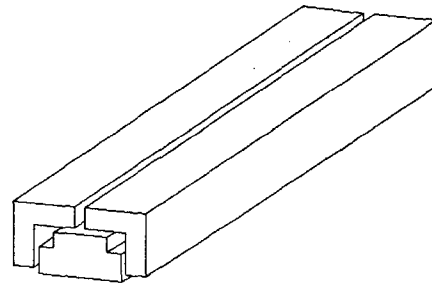


그림 4 주 스파 지그

레탄 폼을 블레이드의 스킨에 압력이 가해지도록 블레이드의 익형 모양으로 조금 크게 만들어 전방 스파에 사용되어질 폼과 블레이드의 주 스파 뒤편에 놓여진 폼으로 나눈다. 전방 스파에 사용되는 폼은 앞전쪽에 무게 밸런싱을 위한 납봉을 넣은 후 이를 이용하여 유리섬유 프리프레그를 3바퀴를 감은 다음 만들어진 주 스파와 함께 다시 한 번 더 감는다.

다음은 만들어진 스파와 폼 그리고 스킨을 몰드에 넣고 합체하는 과정이다(그림 5). 먼저 한 쪽 몰드에 이형제를 바른 후 블레이드의 표면을 좋게하기 위한 겔코트(gel coat)를 바른다. 다음은 블레이드의 스킨을 만들기 위해서 glass/epoxy 프리프레그를 2장 적층하여 몰드위에 놓는다. 다른 쪽 몰드도 똑같은 과정을 거친다. 만들어진 스파와 폼을 스킨위에 올려놓고 반대편 몰드를 덮어 볼트로 조인 다음 오븐에 넣고 120. 온도에 3시간 정도 경화시키면 블레이드가 완성된다.

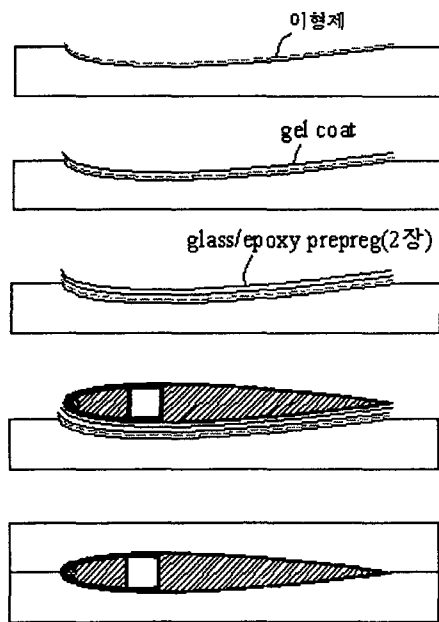


그림 5 assemble sequence

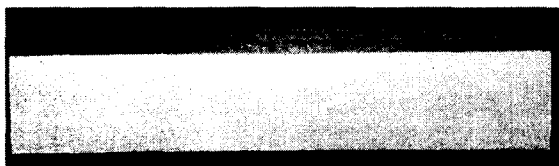


그림 6 제작된 블레이드

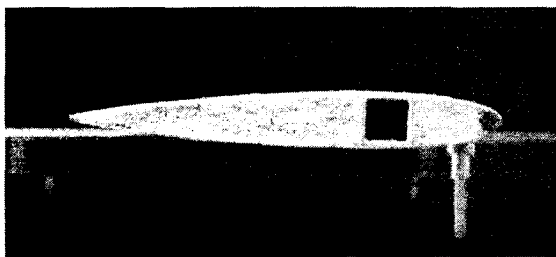


그림 7 제작된 블레이드 단면

4. 결론

본 연구에서는 사이클로콥터의 wing blade를 glass/epoxy 복합재료를 사용하여 오븐성형을 통하여 제작되었다. 제작된 블레이드는 스킨과 주스파, 전방 스파, 폴리우레탄 폼 및 납봉으로 구성되어 있다. 주 스파는 박스 빔 형태의 두께

1mm이고 전방 스파는 내부에 폼과 지름 3mm의 납봉으로 채워져 있다. 주 스파 뒤에는 전단력과 비틀림을 지지하고 스킨의 모양을 유지할 수 있도록 폴리우레탄 폼으로 구성되어 있다.

제작된 블레이드의 단위 길이당 질량은 294 g/m이고 전단중심은 29%시위 지점이고, 무게중심은 32%시위 위치에 있다.

후 기

본 연구는 교육부 기계분야 BK21 사업에 의해 지원되었습니다.

참고문헌

- (1) John.B.Wheatley, "Simplified Aerodynamic Analysis of the Cyclogiro Rotating-Wing System", NACA TECHNICAL NOTE No. 467,1933
- (2) John.B. Wheatley and Ray Windler, "Wind-tunnel tests of a cyclogiro rotor", NACA TECHNICAL NOTE No. 528,1935
- (3) Roy P. Gibbens and James H. Boschma, "Construction and testing of a new aircraft cycloidal propeller", 13th AIAA Lighter-Than-Air Systems Technology conference; Norfolk, VA June 28-July 1, 1999 pp.1-9
- (4) N. Bose, "Rotary Foil Propellers", Papers of the Ship Research Institute, Ministry of Transport, Tokyo. Vol.24, No.5,pp.45-67.
- (5) Robert L. Kiraly, Herbert T. Lund, Samuel S. Yao, and James Tutka, "Fabrication Methodology for a Composite Main Rotor Blade for the YAH-64 Advanced Attack Helicopter", JOURNAL OF THE AMERICAN HELICOPTER SOCIETY, October 1981.
- (6) Robin W. Sandford and Raymond P. Belko, "CH-47 Fiberglass Rotor Blade Design and Fabrication", JOURNAL OF THE AMERICAN HELICOPTER SOCIETY, April 1982.
- (7) D.L. Sharpe, "An Experimental Investigation of the Flap-Lag Torsion Aeroelastic Stability of a Small-Scale Hingeless helicopter Rotor in Hover", NASA Technical Paper 2546, AVSCOM Technical Report 85-A-9, Jan.,1986.